

Mise en place d'une chaîne de calculs dédiée à l'optimisation de profils aérodynamiques de pales d'hélicoptères.

M. HENNETON^a, L. KELLER^b

a. Ingénieur de Recherches, Assystem France, BU Aerospace, mhenneton@assystem.com

b. Ingénieur d'études, Assystem France, BU Aerospace, lkeller@assystem.com

Résumé :

Dans le cadre d'un projet réalisé par Assystem France, l'optimisation de l'aérodynamique de l'hélice d'un appareil héliporté est étudiée. Les équations de la mécanique des fluides sont résolues par une méthode volumes finis open-source : le solveur OpenFOAM développé par le groupe ESI. Une première étape a consisté à valider cette bibliothèque sur des cas d'aérodynamique relativement connus et les résultats sont présentés dans un autre abstract, en cours de soumission à la conférence [18]. Dans cet abstract, la bibliothèque OpenFOAM est validée sur deux cas d'écoulement 3D et les résultats numériques sont comparés à des résultats expérimentaux. Dans une seconde étape, la bibliothèque OpenFOAM est couplée à la plate forme d'optimisation Dakota. Ce couplage est ensuite éprouvé sur un cas simple d'optimisation en aérodynamique.

Abstract :

In the case of an intern aerodynamic's optimisation project of Assystem France, fluids dynamics equations are solved by an opensource finites volumes methode : OpenFOAM's solver developped by ESI group. In a first step, the validation of the CFD solver on severals aerodynamics case has been realized and the results are shown in an other abstract of the conference [18]. In this work, the OpenFOAM solver si validated on two 3D aerodynamic case and the results are compared to experimentals results. In a second step, the matching between OpenFOAM and the optimization platform Dakota is performed. This matching is afterwards tested on a staightforward aerodynamic case.

Mots clefs : Aérodynamique compressible, Optimisation, Dakota, OpenFOAM

1 Introduction

La modélisation d'écoulements engendrés par un rotor d'hélicoptère nécessite de simuler avec soin des phénomènes complexes, turbulents, fortement instationnaires. Outre ces phénomènes, l'optimisation de l'aérodynamique du rotor nécessite de recourir à des techniques d'optimisation puissantes [6]. Dans le cadre de cet abstract, la bibliothèque OpenFOAM est utilisée. Rappelons que ce code volumes finis, développé depuis 2012 par le groupe ESI utilise la méthode des volumes finis pour résoudre les équations de Navier-Stokes. Différents solveurs permettent de simuler des écoulements de type RANS, LES de fluides incompressibles et compressibles. La validation de cette bibliothèque sur des cas 2D représentatifs de la physique d'écoulements de type rotor est en cours investigation dans le cadre du projet de fin d'études d'un élève ingénieur [18]. Nous nous proposons ici de valider la bibliothèque sur deux cas

d'aérodynamique 3D qui sont l'étude de l'Onera M6 Wing [14, 20] et le cas de validation d'un écoulement de type rotor d'hélicoptère [4]. Dans la seconde partie de cet abstract, afin de disposer d'une chaîne de calculs dédiée à l'optimisation de profils de type NACA, le couplage entre la plateforme Dakota [1] développée par le laboratoire Sandia et le solveur CFD est réalisé et les premiers résultats issus de ce couplage sont présentés.

2 Cas de validation d'OpenFOAM en aérodynamique compressible.

2.1 Onera M6 Wing

Nous nous intéressons ici à la validation d'un cas connu de la mécanique des fluides compressible : celui de l'Onera M6 Wing. Ce cas combine un écoulement transsonique complexe (présence de zones localement supersoniques, ondes de chocs et couches limites turbulentes) sur la géométrie 3D d'une aile et a été traité en soufflerie dans le passé [16, 9].

Le cas sélectionné est celui d'un calcul à un nombre de Mach égal à 0,8395 sur l'ONERA M6 Wing (profils symétriques de type NACA 0012), soumise à une incidence de 3,06 degrés. Sous ces conditions, le nombre de Reynolds, calculé par rapport à une longueur aérodynamique caractéristique égale à la corde moyenne de l'aile de 0.646 mètres est égal à 11.72 millions. La validation du solveur aérodynamique se fait en comparant, à différentes distances radiales, la valeur du coefficient de pression numérique à la valeur expérimentale. Cette comparaison permet d'analyser les bonnes positions des chocs de compression et de leurs détenteurs respectives ainsi que l'amplitude des surpressions. Afin de modéliser numériquement l'écoulement, un maillage sous HyperMesh comprenant 700000 tétraèdres a été réalisé. Un calcul effectué sous OpenFOAM (solveur stationnaire compressible ρ CentralFoam [15, 12]) permet d'expliquer les grandeurs conservatives sur l'aile une fois que les résidus ont diminué de plusieurs ordres de grandeurs. Pour ce calcul, un algorithme d'intégration en temps d'ordre 2 de type *backward Euler* couplé à une méthode d'intégration en espace implicite de type *LU* est utilisé. Finalement nous avons utilisé un schéma de discrétisation spatiale des flux aux interfaces de type *van Leer* [25, 24]. Notons que ce schéma est d'ordre 2 sauf aux niveaux des chocs où il est d'ordre 1 et permet ainsi d'introduire la dissipation numérique nécessaire à la capture d'ondes de chocs. Le passage entre les ordres 1 et 2 est réalisé classiquement par un limiteur de type *minmod*. Finalement, un modèle de turbulence de type $k\omega$ SST est utilisé pour déterminer l'évolution des grandeurs turbulentes.

La figure 1 synthétise les résultats de cette validation. Au centre, est tracé le champ de pression sur le profil d'aile. Les lignes blanches symbolisent les lignes iso-Mach et mettent clairement en évidence la présence d'ondes de choc. Les traits horizontaux de couleur noire représentent les zones où le champ de pression est extrait et est comparé aux données de souffleries. Quatre zones de comparaisons sont proposées, incrémentées de a à d. Les figures a à d présentent ces comparaisons (à différentes distances radiales r) entre les coefficients de pression C_p et les données de soufflerie, respectivement aux $r = 0, 2$ m (a), $r = 0, 44$ m (b), $r = 0.65$ m (c) et $r = 0.99$ m (d). Sur la figure a, nous notons le bon accord entre les données expérimentales et les simulations numériques. Un bon accord est explicité concernant la position des chocs de compression en $x/c = 0.1$ et $x/c = 0.6$. Néanmoins, l'amplitude de la surpression du premier choc ($x/c = 0.1$) sur la face supérieure de l'aile n'est pas pleinement retrouvée. La figure b présente la même comparaison en $r = 0.44$ m. Comme nous pouvons le constater, la comparaison montre un bon accord. L'amplitude du premier choc est correctement retrouvée ainsi que la position des premiers et seconds chocs. Notons néanmoins une légère oscillation du champ de pression situé dans la zone de détente, oscillation certainement due à l'ordre peu élevé des schémas numériques utilisés. La même observation peut être faite sur la figure c ainsi que sur la figure d. Sur cette dernière, nous observons finalement qu'OpenFOAM ne prédit pas la légère recompression observée expérimentalement en $x/c \geq 0.6$. Ce cas illustre donc la capacité du solveur OpenFOAM à correctement modéliser des écoulements 3D compressibles turbulents nécessitant de capturer avec soin des chocs de compression.

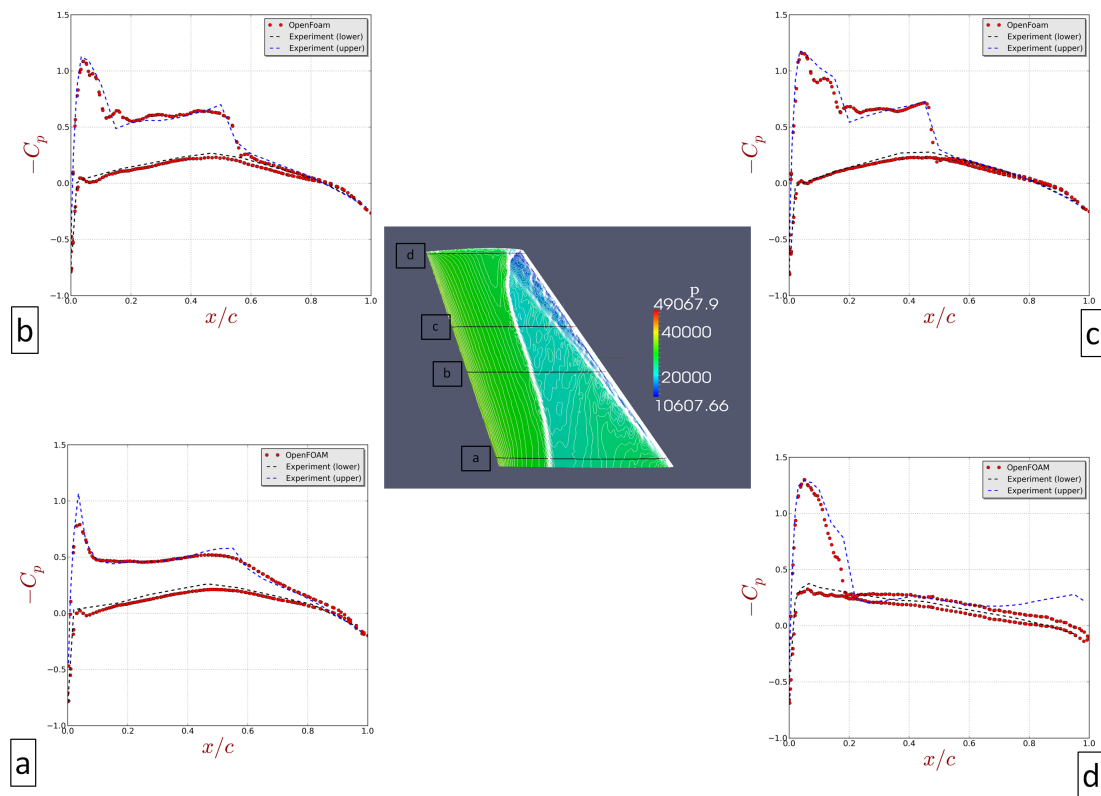


FIGURE 1 – Cas de validation de l’Onera M6. Au centre, lignes iso-Mach sur fond du champ de pression. Figures (a) à (d) : comparaisons entre OpenFOAM et les données expérimentales réalisées à $r = 0.2$ m (a), $r = 0.44$ m (b), $r = 0.65$ m (c), $r = 0.99$ m (d), où r est la distance radiale.

2.2 Cas de validation sur des maillages mobiles de type "rotor"

Afin de valider la capacité du solveur OpenFOAM à correctement modéliser l’écoulement généré par une pale d’hélicoptère, le cas NASA Caradonna & Tung est investigué [4, 5, 23]. Ce cas a été traité en soufflerie et constitue une bonne base de validation pour des écoulements de type rotor. Les deux pales ont comme section c un profil de type NACA 0012, extrudé sur une distance R égale à $6c$ et d’incidences constante égale à 5 degrés. Le cas que nous présentons est réalisé avec un nombre de Mach en bout de pale égal à 0,489. Pour ce calcul, une approche de type MRF est utilisée afin de modéliser l’écoulement en rotation. La première étape de la modélisation est préparée en amont de la simulation et constitue le maillage. Un maillage de type multibloc structuré a donc été créé sous HyperMesh. Celui-ci est constitué de 60 blocs et comporte 7 millions de cellules. 80 000 éléments sont par ailleurs imposés sur la pale afin de correctement capturer les phénomènes physiques engendrés par l’écoulement en rotation. Numériquement, le solveur ρ SimpleFoam [2, 11, 17] est utilisé. Rappelons que ce solveur sous OpenFOAM utilise l’algorithme *S.I.M.P.L.E*¹ pour résoudre les équations de Navier-Stokes. Ce premier calcul permet ainsi de disposer d’une solution stationnaire de l’écoulement et d’initialiser un calcul de type URANS basé sur l’algorithme ρ pimpleFoam. Concernant ce dernier, le terme d’intégration temporelle est calculé suivant une méthode de type *Euler implicit* et les termes des flux convectifs sont eux intégrés en utilisant un schéma de Gauss décentré d’ordre 2. Un modèle de turbulence de type $k\omega$ SST est quant à lui utilisé. L’analyse des résultats se fait en comparant les résultats des simulations aux données de soufflerie, et ce à différentes distances du centre de rotation de la pale $r/R = 0.50$ (a), $r/R = 0.68$ (b), $r/R = 0.80$ (c), $r/R = 0.89$ (d) et $r/R = 0.96$ (e). Ici R représente la longueur de la pale égale à $6c$. Les lettres a à e font sont les références qui seront utilisées dans l’analyse des résultats. Sur la figure 2, les coefficients

1. Semi Implicit Method for Pressure Linked Equations

de pression $C_p = 2(p - p_0) / \rho_0 v_0^2$ à différentes distances radiales du centre de rotation sont comparés aux données expérimentales obtenues par la NASA [4]. Plusieurs courbes sont ainsi tracées :

- les courbes rouges et vertes présentent les C_p obtenues en soufflerie. Rappelons que les données expérimentales ont été obtenues dans les conditions thermodynamiques de laboratoire,
- les résultats des simulations sur le coefficient de pression sous OpenFOAM (couleur bleu, solveur *pimpleFoam*, maillage à 11 millions de points) et SU2² (couleurs gris et noire, résultats obtenus sur les maillages à 7 et 11 millions de points),

L'enjeu des comparaisons que nous menons permet de s'assurer de la bonne capacité des solveurs à retranscrire la physique de l'écoulement sur la pale. Les points de comparaison que nous avons identifiés sont *i* l'amplitude et la position du maximum de pression sur l'intrados du profil, éventuellement la bonne capture du choc (amplitude, position du maximum de surpression, durée de la surpression), *ii* l'évolution du C_p sur l'extrados et l'intrados du profil et les oscillations inhérentes à cette décroissance. Comme nous pouvons le constater sur les figures 2(a) à 2(e), l'accord entre les simulations aérodynamiques et les données expérimentales est bon. Les positions des maxima de surpression sont retrouvées et les évolutions du C_p sur l'intrados sont conformes aux données de soufflerie. Sur l'extrados, les accords sont bons même si nous notons néanmoins que les codes que nous utilisons ont tendance à surestimer légèrement l'énergie aux points d'arrêt de la pale aux distances $r/R = 0.5$, 0.68 et 0.80 . Néanmoins, sur les figures (d) et (e) (obtenues respectivement en $r/R = 0.89$ et 0.96), l'accord entre les simulations numériques et les données expérimentales est très bon.

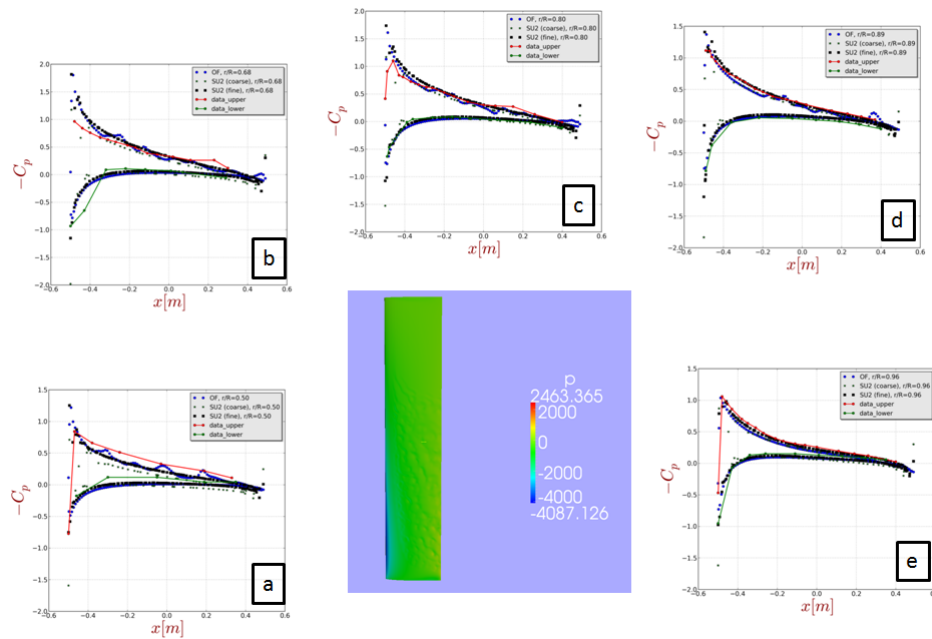


FIGURE 2 – Cas Caradonna & Tung ($\alpha = 5$ degrés, Mach en bout de pale égal à $0,449$). Comparaison entre les données expérimentales (rouge : extrados, vert : intrados) et les simulations numériques OpenFOAM (de couleur bleu) et SU2 (noir pour le maillage à 11 millions de cellules, gris pour le maillage à 7 millions de cellules).

2. Stanford Unstructured. Bibliothèque opensource volumes finies de l'université de Stanford

3 Mise en place d'une chaîne d'optimisation en aérodynamique

3.1 Présentation de la plate-forme d'optimisation Dakota

La plate-forme DAKOTA [10] (Design Analysis Kit for Optimization and Terascale Applications) est une bibliothèque opensource d'optimisation développée par le laboratoire national SANDIA³. Cette suite logicielle permet de réaliser des études d'optimisation, d'analyses de sensibilités aux paramètres et de réaliser des modèles d'optimisation (dits surrogate). DAKOTA a la possibilité d'être couplée à d'autres modèles et de piloter des analyses paramétriques [1]. Par ailleurs, DAKOTA a par le passé été fortement utilisé sur des problématiques d'optimisation d'aérodynamique. On peut citer les travaux de l'Onera portant sur l'optimisation d'ailes [7, 8] ainsi que sur la minimisation de bangs soniques [3], l'optimisation d'emports sur avions de combats [21] ou encore de turbomachines [19]. L'utilisation de cette plate-forme dans le cadre de notre étude en aérodynamique semble donc toute trouvée.

3.2 Mise en place d'une chaîne d'optimisation de profils 2D

Le couplage entre le code OpenFOAM et la plate forme d'optimisation va à présent être présenté. La figure 3 présente ce couplage. On peut diviser cette chaîne en deux parties. Dans une première étape, des scripts Python permettent de générer le maillage en fonction des paramètres du profil et de l'épaisseur de la couche limite. La résolution des équations de Navier-Stokes intervient dans une seconde étape (algorithmes de type simpleFoam et ρ centralFoam suivant la prise en compte de la compressibilité de l'écoulement, modèle de turbulence de type $k\omega$ SST avec traitement à la paroi, schémas numériques d'ordre 2). Enfin, le post-traitement des résultats se fait en calculant la valeur moyenne des coefficients aérodynamiques. A chaque itération, le solveur est couplé à la plate forme DAKOTA et la méthode d'optimisation est renseignée (mouvement Brownien dans les cas que nous présentons). L'optimisation est réalisée sur deux étapes. Une première étape consiste à tirer une centaine de points dans un intervalle $[x_1, x_2] \in R^2$. Une seconde étape consiste ensuite à sélectionner la zone où le coefficient de finesse est maximisé pour refaire une étape d'optimisation.

3.3 Quelques résultats

On présente dans cette partie les premiers résultats issus du couplage entre la plate forme Dakota et le solveur OpenFOAM. Nous nous proposons d'optimiser les paramètres d'un profil 4 digits [13] afin de maximiser la finesse aérodynamique. Rappelons que la finesse aérodynamique est le ratio entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée. Pour ce calcul, nous considérons que le profil a une corde de 15 cm et est soumis à une vitesse de 49,5 m/s. Les conditions atmosphériques sont celles de laboratoire (température égale à 20 degrés, densité égale à $1,225 \text{ kg.m}^{-3}$). La loi de Sutherland [22] prédit une viscosité cinématique du fluide égale à $1,59 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ et le nombre de Reynolds calculé par rapport à la longueur de corde est égal à 10^6 . L'écoulement pouvant être considéré comme incompressible, une méthode d'intégration des équations RANS de Navier-Stokes de type *SIMPLE* est utilisée et au regard des conclusions obtenues par [18], un modèle de turbulence avec traitement à la paroi de type $k\omega$ SST est utilisé. Les maillages sont réalisés de manière à correctement capturer les phénomènes de turbulence et éventuellement les phénomènes instationnaires pouvant se développer. Pour cela, un y^+ inférieur à 5 est privilégié. Les grandeurs turbulentes sont initialisées en considérant une intensité turbulente égale à 0,5 %, valeur généralement utilisée en soufflerie [11].

Dans le cadre de cette optimisation de profil, trois variables sont considérées. La première variable est la cambrure du profil (x_1), la seconde est l'épaisseur du profil (x_2). La dernière variable est l'angle d'incidence α , qui est choisi linéairement entre 0 et 7 degrés. L'objectif est donc d'optimiser le triplet (x_1, x_2, α) afin de maximiser la finesse aérodynamique. Deux étapes d'optimisation permettent de réduire les intervalles x_1 et x_2 et ainsi de converger vers une solution au problème d'optimisation. Les résultats obtenus à une incidence de 1 degré sont tracés sur les figures 4(a) et 4(b). Ces figures présentent un tracé des iso-surfaces de finesse en fonction des variables x_1 et x_2 . Les lignes noires indiquent les

3. <http://www.sandia.gov/>

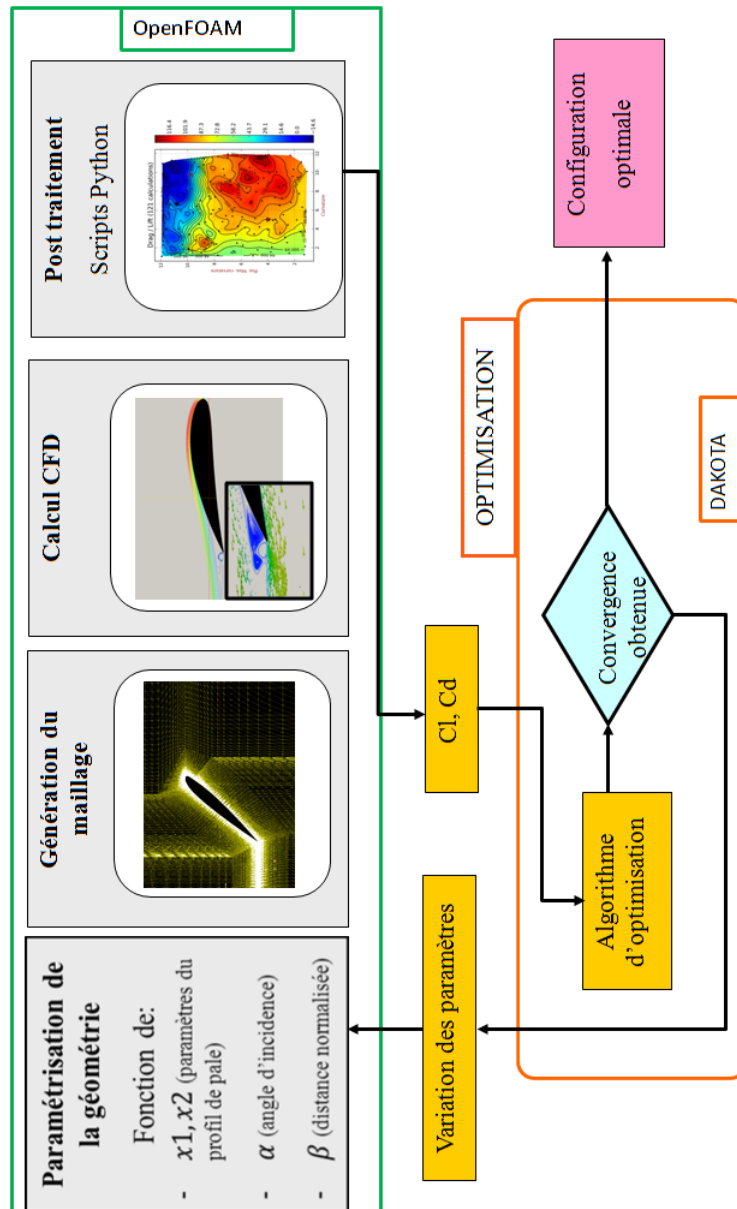


FIGURE 3 – Chaîne d'optimisation en aérodynamique. Couplage entre la plate forme DAKOTA et le code CFD.

lignes d'iso-finesse. La croix de couleur noire indique le couple (x_1, x_2) où la finesse est maximisée. La figure (b) présente quand à elle les mêmes informations mais obtenues avec les intervalles (x_1, x_2) considérablement réduits. Il apparaît ainsi qu'un profil NACA 4 de cambrure égale à 12,4% et d'épaisseur égale à 4,5% maximise la finesse aérodynamique à un angle de 1 degré.

En faisant varier l'angle d'incidence du profil α à des valeurs comprises entre 0 et 7 degrés, nous pouvons ainsi déterminer la solution à notre problème d'optimisation. Sur cette figure, en fonction des différents angles d'incidence, les couples (x_1, x_2) maximisant la finesse sont tracés et montrent qu'un profil de courbure égale 6% et d'épaisseur 5% soumis à un angle d'incidence de 2 degrés est la solution de ce problème.

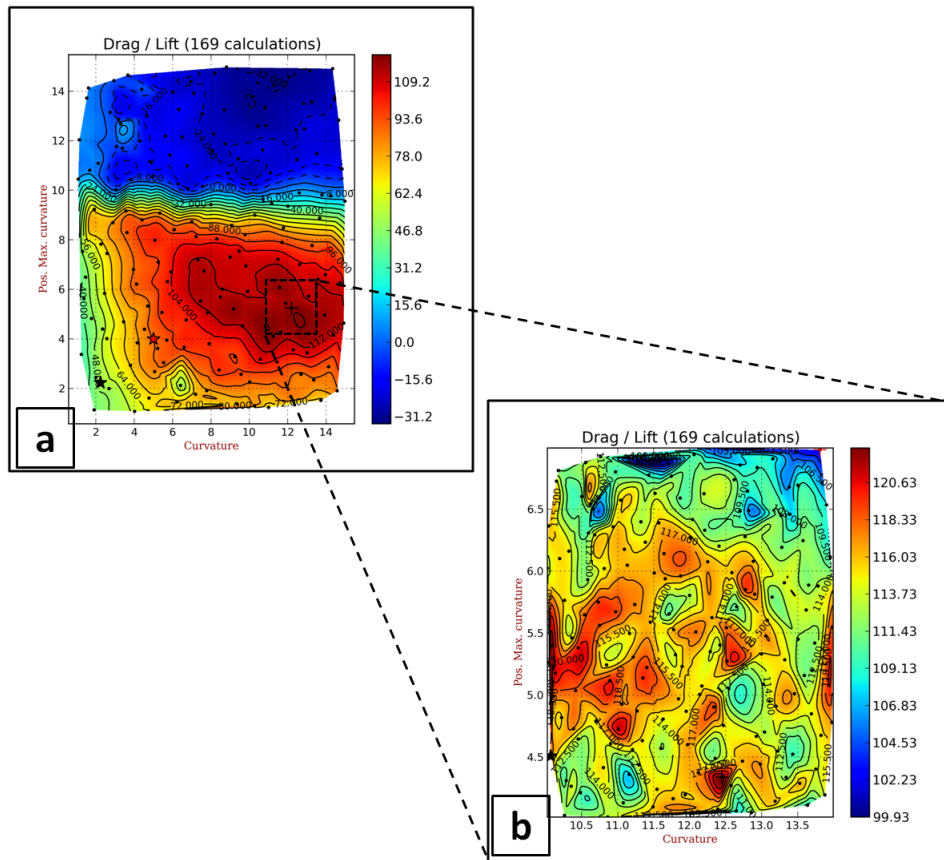


FIGURE 4 – Résultats de l'optimisation en $\alpha=1$. Les deux figures présentent les iso-surfaces de la finesse aérodynamique en fonction des paramètres x_1 (la cambrure du profil) et x_2 (épaisseur), avec en (a) les résultats obtenus après la première étape d'optimisation et en (b) ceux obtenus après la seconde.

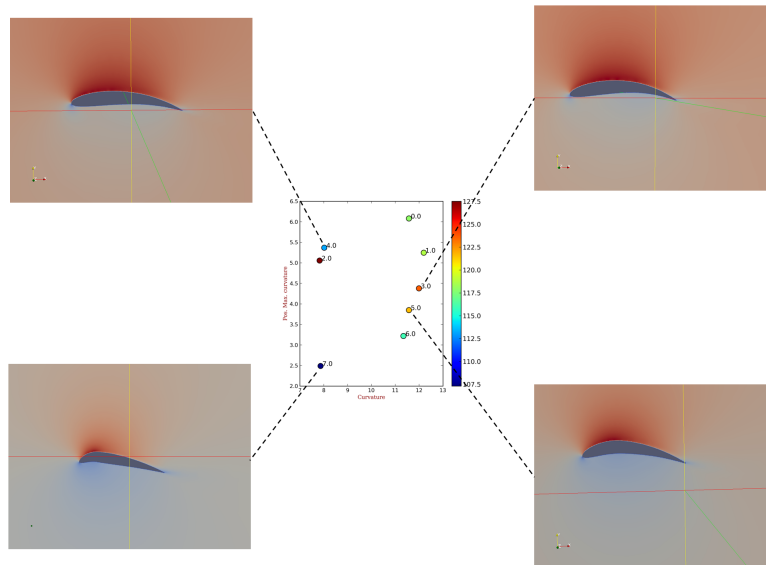


FIGURE 5 – Chaîne d'optimisation en aérodynamique. Couplage entre la plate forme DAKOTA et le code CFD.

4 Conclusion et ouverture

Dans le cadre de ce travail, la bibliothèque OpenFOAM a été validée sur deux cas connus en aérodynamique compressible. Le premier est l'Onera M6 wing et a démontré que la bibliothèque est à même

de correctement modéliser des écoulements transsoniques complexes. Le second cas qui a été étudié est celui de l'écoulement d'un rotor et a montré qu'OpenFOAM arrivait à prédire correctement les valeurs du coefficients de pression sur la pale. La seconde étape de ce travail a permis de coupler la bibliothèque opensource à la plateforme d'optimisation DAKOTA. Le couplage a ensuite été testé sur un cas d'optimisation. Dans la suite de ce travail, nous testerons ce couplage sur l'optimisation d'un profil soumis à un écoulement transsonique et nous comparerons les résultats à ceux (non présentés ici) obtenus avec la bibliothèque SU2 développée par l'Université Stanford.

Références

- [1] B. M. Adams. The DAKOTA Toolkit for Parallel Optimization and Uncertainty Analysis. In *Architecture for Hybrid Design Space Exploration - SIAM OP08 Mini-symposium 49*, 2008.
- [2] M. R. Anderson and D. L. Bonhaus. Validation Results for a Diverse Set of Turbomachinery Cases Using a Density Based OpenFOAM Solver. *ASME Turbo Expo : Turbine Technical Conference and Exposition*, 2014.
- [3] J. Brezillon, G. Carrier, and M. Laban. Multidisciplinary Optimization of Supersonic Aircraft Including Low-Boom Considerations. *Journal of mechanical design*, 133 :1–207, 2011.
- [4] F. X. Caradonna and C. Tung. Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover. Technical report, NASA Technical Memorandum 81232. Army research and technology labs moffett fields CA, 1980.
- [5] F. X. Caradonna, C. Tung, and A. Desopper. Finite difference modeling of rotor flows including wake effects. *Journal of the American Helicopter Society*, 1984.
- [6] G. Carrier. Multi-disciplinary optimisation of a supersonic transport aircraft wing planeform. In *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, 2004.
- [7] G. Carrier. PROJET ARTEMIS : Optimisation Aéro-Structurale Haute Fidélité. In *JSO MDO*, 2012.
- [8] G. Carrier, S. Mouton, M. Marcelet, and C. Blondeau. Towards aerodynamic design by optimisation of transonic transport aircraft in a multi-disciplinary context. *CEAS 2007*, 2007.
- [9] J. Delery and M. Sirieix. Base flow behind Missiles. *AGARD Lecture series*, Missiles Aerodynamics Courses :79, 1979.
- [10] M. S. Eldred and B. M. Adams. DAKOTA, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis. Technical report, US Sandia National Laboratory, 2014.
- [11] J. H. Ferziger and M. Peric. *Computational Method for Fluid Dynamics*. ISBN, 2001.
- [12] W.S. Hinmann. Numerical investigation of laminar near wake separation on circular separation on circular cylinders at supersonic velocities. *International Council of the Aeronautical Sciences*, 2009.
- [13] E. N. Jacobs, K. E. Ward, and R. M. Pinkerton. The Characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel. Technical report, National Advisory Committee For Aeronautics, 1935.
- [14] M.A Mani. An Assessment of One and Two Equation Turbulence Models for Internal and External Flows. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1997.
- [15] S. Nakao. A study on High Subsonic Airfoil Flows in Relatively High Reynolds Number by Using OpenFOAM. *Journal of Thermal Science*, 2014.
- [16] ONERA. Experiment data base for computer program assessment. Technical report, North American Treaty Organization, advisory group for aerospace research and development, 1979.
- [17] S. V. Patanka. *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*. Taylor & Francis, 1980.

- [18] S. Rumeau. Validation de solveur open-source sur des cas écoulements de type rotors d'hélicoptères. In *CFM*, 2015.
- [19] A. Samad and K. Y. Kim. Surrogate Based Optimization Techniques for Aerodynamic Design of Turbomachinery. *Journal of Fluid Machinery and Systems*, 2009.
- [20] V. Schmitt. Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers. Technical report, Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138, Experimental Data Base for Computer Program Assessment., 1979.
- [21] B. Smith. Challenges to the use of CFD in the Military Aircraft Industry. In *SciTech*, 2015.
- [22] L. C. Sutherland and H. E. Bass. Atmospheric absorption up to 160 km. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 115 :1012–1032, 2004.
- [23] C. Tung, F. X. Caradonna, and Johnson W. R. The Prediction of Transonic Flows on an Advancing Rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 1986.
- [24] B. van Leer. Towards the ultimate conservative difference scheme ii. Monotonicity and conservation combined in a second order scheme. *Journal of Computational Physics*, 23 :361–370, 1974.
- [25] B. van Leer. Flux vector splitting for the Euler equations. *Eighth International conference on numerical methods in fluid dynamics*, 170 :507–512, 1982.